

WEST[Help](#)[Logout](#)[Main Menu](#) [Search Form](#) [Result Set](#) [Show S Numbers](#) [Edit S Numbers](#)[First Hit](#)[Previous Document](#)[Next Document](#)[Full](#) [Title](#) [Citation](#) [Front](#) [Review](#) [Classification](#) [Date](#) [Reference](#) [Claims](#) [KWIC](#)

Document Number 18

Entry 18 of 67

File: JPAB

Aug 25, 1989

PUB-NO: JP401212699A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 01212699 A

TITLE: HEAT CONTROL DEVICE FOR ARTIFICIAL SATELLITE

PUBN-DATE: August 25, 1989

INVENTOR-INFORMATION:

NAME

OKAMOTO, AKIRA

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME COUNTRY

NEC CORP N/A

APPL-NO: JP63035931

APPL-DATE: February 17, 1988

INT-CL (IPC): B64G 1/50

ABSTRACT:

PURPOSE: To improve a radiation effect, by a method wherein a phase transition material having a low infrared radiation factor in a range having temperature higher than a transition temperature at which phase transition occurs and high infrared radiation factor in a range having temperature lower than the transition temperature is situated on the surfaces of a loading device and a heat sink to effect heat exchange.

CONSTITUTION: Each surface of the housing of an artificial satellite forms a heat sink 6, and a heat control device 7 is adhered on the inner surface of the heat sink. In a phase transition material, phase transition occurs at a transition temperature, and a metallic nature is created in an area having temperature higher than a transition temperature to increase a radiation factor, and an insulating substancelike nature is created in an area having temperature lower than the transition temperature to increase a radiation factor. The heat control device 7 is formed such that vanadium oxide being the phase transition material is formed in a filmy manner. A loading device 8 is positioned in the heat control device 7 in a manner that the whole surface thereof is positioned facing the heat control device 7. This constitution suppresses inflow of heat from the heat sink 6 on the sun 9 side, and performs high-efficient dissipation of heat to the heat sink 6 on the shade side located on the opposite side in a 180° arc.

COPYRIGHT: (C)1989, JPO&Japio

[Main Menu](#) [Search Form](#) [Result Set](#) [Show S Numbers](#) [Edit S Numbers](#)[First Hit](#)[Previous Document](#)[Next Document](#)

⑩ 日本国特許庁(JP)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A) 平1-212699

⑬ Int. Cl.⁴

B 64 G 1/50

識別記号

庁内整理番号

Z-8817-3D

⑭ 公開 平成1年(1989)8月25日

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全3頁)

⑮ 発明の名称 人工衛星の熱制御装置

⑯ 特 願 昭63-35931

⑰ 出 願 昭63(1988)2月17日

⑱ 発 明 者 岡 本 章 東京都港区芝5丁目33番1号 日本電気株式会社内

⑲ 出 願 人 日本電気株式会社 東京都港区芝5丁目33番1号

⑳ 代 理 人 弁理士 内 原 晋

明 細 書

発明の名称

人工衛星の熱制御装置

特許請求の範囲

相転移を起こす遷移温度より高い温度範囲では赤外ふく射率が低く前記遷移温度より低い温度範囲では赤外ふく射率が高い相転移物質を搭載機器とふく射熱交換するヒートシンクの表面に配置したこと特徴とする人工衛星の熱制御装置。

発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本発明は人工衛星の熱制御装置に関する。

(従来の技術)

人工衛星に搭載される機器は太陽熱や筐体内の搭載機器からの発熱による高温状態あるいは宇宙空間の極低温状態などに晒される。機器類には許容温度範囲が設けられており、これら機器類はこ

の温度範囲より高温または低温の温度領域では正常に作動しないかまたは破損することがある。そこで人工衛星には熱制御装置を装備して搭載機器の温度制御を行う。

人工衛星の熱制御装置としては放熱パネルなどのヒートシンクがよく用いられる。宇宙空間では高真空のため空気の対流による冷却は行えないから、ヒートシンクと搭載機器とはふく射または伝導により熱的に結合される。ふく射を熱結合手段とした場合、搭載機器で発生した熱が宇宙空間への放熱により冷却されていて温度の低いヒートシンク(例えば外被パネル)に移動することにより冷却される。この時の搭載機器からヒートシンクに移動する熱量Qは次式で表わされる。

$$Q = \sigma F (T_c^4 - T_h^4) \quad (1)$$

(1)式において、 T_c 、 T_h はそれぞれ搭載機器およびヒートシンクの温度、 σ はステファン・ボルツマン定数、 F は搭載機器とヒートシンクとの間のふく射結合係数である。簡単のために搭載機器とヒートシンクとが平行に向きあった場合を

仮定すると、ふく射結合係数 F は次式で表わされる。

$$F = A \left(\frac{1}{E_c} + \frac{1}{E_h} - 1 \right)^{-1} \quad (2)$$

(2) 式において、 A は対向部分の面積、 E_c 、 E_h はそれぞれ搭載機器、ヒートシンクの表面の赤外ふく射率である。限られた対向面積 A において搭載機器からヒートシンクへの熱移動量 Q を大きくするには、(1)、(2) 式より明らかなように赤外ふく射率 E_c および E_h を大きくするのが有効である。このため、人工衛星内部では黒色塗料などの赤外ふく射率が大きな表面処理が用いられる。また、逆にヒートシンクと搭載機器との間の熱移動量を抑えるには、赤外ふく射率 E_c および E_h が小さな金メッキ、アルミ合金素地などの表面処理が用いられる。

〔発明が解決しようとする課題〕

ところが、(1) 式より明らかなように、熱が搭載機器からヒートシンクに移動するためには $T_h < T_c$ でなければならないが、ヒートシンクとな

っている外被パネルに太陽光等の外部熱入力があると温度が上昇して $T_h > T_c$ となり、熱がヒートシンクから搭載機器に移動し、搭載機器が加熱され許容温度を超える可能性がある。このため、ヒートシンクとなる外被パネルは太陽光入力などの外部熱入力が少ない特別な位置に配置する必要があり、搭載機器の配置や放熱面積の確保の点で人工衛星の設計上大きな制約となっていた。

本発明は、ヒートシンクとなる外被パネルに太陽光等の外部熱入力が生じ搭載機器より高温となった場合でも搭載機器への熱の逆流が少なく、ヒートシンクの配置の制約が少ない人工衛星の熱制御装置を提供することを目的とする。

〔課題を解決するための手段〕

本発明の人工衛星の熱制御装置は、相転移を起こす遷移温度より高い温度範囲では赤外ふく射率が低く前記遷移温度より低い温度範囲では赤外ふく射率が高い相転移物質を搭載機器とふく射熱交換するヒートシンクの表面に配置して構成される。

〔実施例〕

次に、本発明について図面を参照して説明する。

第1図は本発明の第1の実施例の断面図である。

本実施例では相転移物質として二酸化バナジウムを用い、これを薄膜状に成形して熱制御装置1としている。二酸化バナジウムは遷移温度で相転移を起こし、遷移温度より高音域では金属的性質を示してふく射率が低くなり、遷移温度より低音域では絶縁体的性質を示しふく射率が高くなる。

熱制御装置1は、ヒートシンク2に密着して、搭載機器3に対向して取付けられる。ヒートシンク2への太陽光入射がなく熱制御装置1の温度が二酸化バナジウムの遷移温度より低い時は、熱制御装置1の表面の赤外ふく射率が高いから、(1) 式および(2) 式より、ふく射結合係数 F が大きくなり、搭載機器3からの発熱は高い効率でヒートシンク2に導かれ(熱移動4)、宇宙空間5に放熱される。

一方、ヒートシンク2へ太陽光入射があり、その加熱により熱制御装置1の温度が二酸化バナジウムの遷移温度より高い時は、熱制御装置1の表

面の赤外ふく射率が低いから、(1) 式および(2) 式より、ふく射結合係数 F が小さくなり、ヒートシンク2から搭載機器3への熱移動が抑制され、搭載機器3の加熱が防止される。

搭載機器温度 T_c が一定とした時のヒートシンク温度 T_h と熱移動量 Q との関係を第2図に示す。 T_o は遷移温度、破線はヒートシンクのみによる従来の熱制御方式の場合を示す。

また、第3図(a)、(b)に示す本発明の第2の実施例のように、衛星外被の各面をヒートシンク6とし、その内表面全面に熱制御装置7を取付け、その内部に搭載機器8を、その全表面が熱制御装置7と対向するように配置すると、太陽9側のヒートシンク6からの熱の流入は抑制され、180度反対側の日陰側のヒートシンク6への放熱を効率良く行うことができる。このような使用法は、太陽光の入射方向が一定でない衛星において、常に太陽光による加熱を避け、かつ、放熱径路を確保できるため、非常に有効である。

本発明に使用する相転移物質は厚さ数100ミ

クロンの薄膜でよいから、本発明の人工衛星の熱制御装置は占有体積が小さく軽量である。また、物質そのものの物理的性質を利用しており可動部分を持たないため、耐震動、潤滑の問題もなく信頼性が優れている。

〔発明の効果〕

以上説明したように本発明による人工衛星の熱制御装置は、太陽光等がヒートシンクに入射するときは搭載機器への熱の流入を防止し、太陽光等がヒートシンクに入射しないときは搭載機器から効率良く放熱を行わせるので、ヒートシンクや搭載機器の配置に太陽光入射方向による制約が少なくなり、人工衛星の合理的設計が可能になる効果があり、また、占有体積が小さく、軽量であり、信頼性が高いという効果がある。

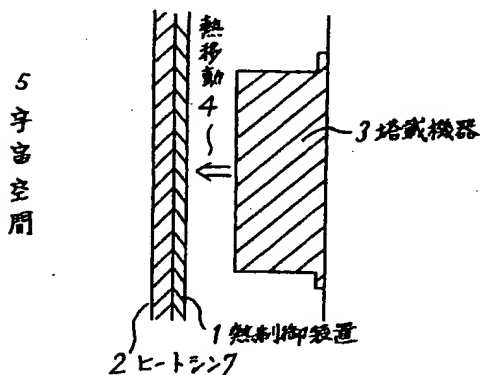
図面の簡単な説明

第1図は本発明の第1の実施例の断面図、第2図は第1図に示す実施例における搭載機器温度 T_c を一定とした時のヒートシンク2及び搭載機器

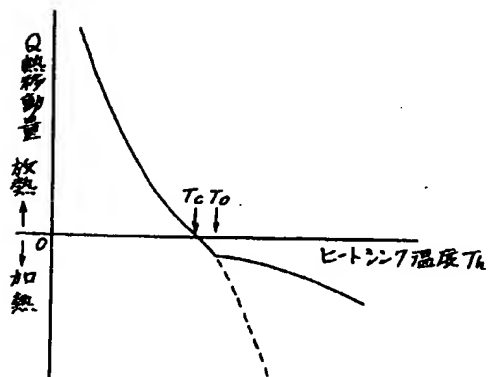
3の間の熱移動量 Q とヒートシンク温度 T_h との関係を示すグラフ、第3図(a)、(b)は本発明の第2の実施例の断面図である。

1、7…熱制御装置、2、6…ヒートシンク、3、8…搭載機器。

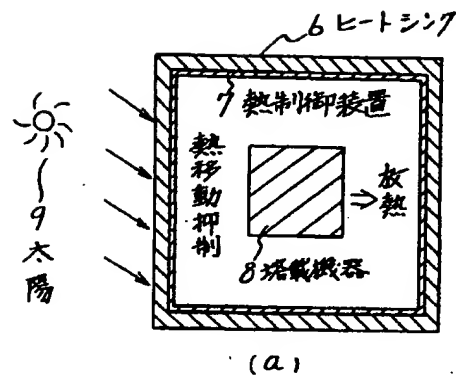
代理人 弁理士 内 原 晋



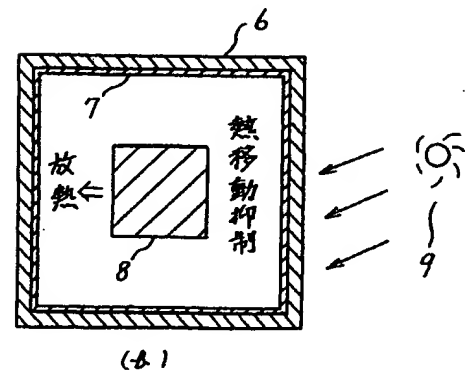
第 1 図



第 2 図



(a)



(b)

第 3 図